

416 97R

#### 1) TURBINE COOLING BLADE

1) 1-66401 (A) (43) 13.3.1989 (19) JP

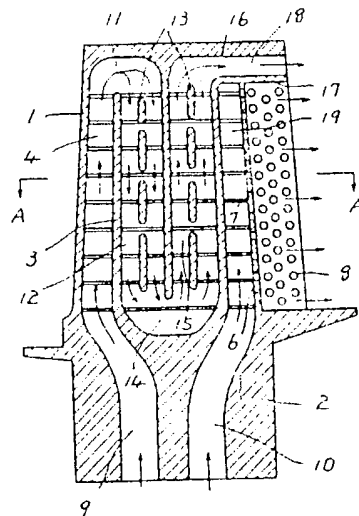
1) Appl. No. 62-222049 (22) 7.9.1987

1) TOSHIBA CORP. (72) KATSUYASU ITO

1) Int. Cl. F01D5/18

**PURPOSE:** To enhance cooling performance by providing the first passage going from a front edge portion to the middle portion of a blade and the second passage in a rear edge portion in the blade and forming fins in the first passage.

**CONSTITUTION:** In a blade 1, the first passage 9 which goes from a front edge portion to the middle portion of the blade while meandering in the vertical direction of the blade, and the second passage 10 which passes a rear edge portion are provided. Fins 13 extending in the vertical direction are formed in the first passage 9 so as to connect the first passage 9 to a passage 18 which goes in the rear edge direction in the top edge of the blade and makes cooled fluid flow out from the rear edge to the outside. With this arrangement, cooled fluid can be supplied to the rear edge portion and as well heating area can be increased by the action of the fins so as to enhance cooling performance without increasing the flow of cooled fluid.



## ⑫ 公開特許公報(A)

昭64-66401

⑤ Int.Cl.<sup>4</sup>

識別記号

庁内整理番号

⑬ 公開 昭和64年(1989)3月13日

F 01 D 5/18

7910-3G

審査請求 未請求 発明の数 1 (全4頁)

⑭ 発明の名称 タービン冷却翼

⑰ 特 願 昭62-222049

⑱ 出 願 昭62(1987)9月7日

⑲ 発 明 者 伊 藤 勝 康 神奈川県川崎市幸区小向東芝町1 株式会社東芝総合研究  
所内

⑳ 出 願 人 株 式 会 社 東 芝 神奈川県川崎市幸区堀川町72番地

㉑ 代 理 人 弁 理 士 則 近 憲 佑 外1名

## 明 細 書

## 1. 発明の名称

タービン冷却翼

## 2. 特許請求の範囲

(1) 冷却流体が翼根部から翼内部に流入し、内部を上下方向に蛇行しながら流れ、翼外に流出する形式の中空構造を有するタービン冷却翼において冷却流体流路中に流路に沿ったフィンを備えた事を特徴とするタービン冷却翼。

(2) 冷却流体流路は、翼先端部を後縁側に向って形成された流路に通じており、前記冷却流体流路に流入した冷却流体は、この流路を通じて翼後縁部から翼外に放出する事を特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン冷却翼。

(3) 冷却流体流路とは別に、後縁部に独立に冷却流体を供給できる流路を備えた事を特徴とする特許請求の範囲第1項記載のタービン冷却翼。

## 3. 発明の詳細な説明

〔発明の目的〕

(産業上の利用分野)

本発明は、タービンの翼に係り、特に工業用タービンエンジンの第1段に使用されるタービン冷却翼に関する。

(従来の技術)

タービンエンジン等では、一般に燃焼ガスによって駆動されるタービン自身が燃焼器へ空気を供給する送風機または、圧縮機を駆動する自力的駆動方式が採用されている。

かかるタービンの出力効率を高めるために、最も有効な方法はタービン入口における燃焼ガス温度を高めることであるが、上記温度タービンの翼を構成する材料の耐熱応力性あるいは高温酸化、腐食等に耐える能力により制限される。

そこで従来は、第6図に示すような翼内部に冷却流体を通流させる流路を備えた対流冷却式のタービン冷却翼が用いられている。第6図において翼根部の冷却流体導入部から流入した流体は、翼の上下方向に配設されたリブ壁3によって形成される流路4を上下方向に蛇行しながら流れる。途中、流体の1部は流路4から翼外表面に向かって穿

孔されたフィルム孔5を通して翼外に放出する。残った冷却流体は流路仕切り壁6に穿設されたオリフィス孔7より後縁方向に流れ、ピンフィン8を通して翼外に放出される。

このような冷却翼において、翼外表面の熱伝達率分布は一般に第8図のような分布であり、前縁部と後縁部が特に厳しくなっている。第6図のような冷却構造では流路長が長い為、流路後半の後縁近傍では冷却流体の温度が高くなる。したがって、後縁近傍ではガス側の熱伝達率が高いことおよび冷却流体の温度上昇により、冷却効果あまり大きくない。また第6図において蛇行流路3を流れる冷却流体は途中分岐して翼外および後縁側に流出するため、流路終端の翼先端近傍では、冷却流体の流速はほとんど無く、対流効果は小さくなる。このような状況において、翼表面の温度分布は最大値と最小値の温度差が大きく、冷却設計上最大値を許容値内におさえる事がなされるため、効果的に冷却流体を用いていない。さらには翼面上の温度差が大きいため、熱応力的にもかなり

前述のような構成にする事により、後縁部にも冷たい冷却流体が供給でき、流路を分割した事による流量の減少を補っても余りある冷却性能を達成できる。また第1の流路においても当然流量は減少するが、流路中に設けたフィンの作用により流路断面積は減少し、更には伝熱面積が増大するため、従来と変わらない冷却性能を得ることができ、均一な温度分布を達成できる。

#### (実施例)

以下、本発明の実施例を図面を参照しながら説明する。

第1図は、本発明の一実施例に係る翼を翼形状に沿って切断して示す縦断面図であり、また第2図は、第1図におけるA-A線に沿って切断した横断面図である。

この翼は、翼部1と根元部2とで構成されている。翼内には、翼の前縁から中間部までを内部から冷却するための第1の流路9と後縁側を冷却する第2の流路10が設けられている。根元部2の冷却流体導入部から第1の流路9に流入した冷却

り厳しい。

#### (発明が解決しようとする問題点)

前述の如く、従来例の冷却方式では冷却流体の流量に対して効率のよい冷却を行なっておらず、また翼面の温度差が大きく熱応力的にも厳しい。

そこで本発明は、以上の事情より従来と同程度の冷却流体の流量においても、さらに冷却性能に優れ、また低熱応力化を実現し、さらに高温のガスタービンに適用可能なガスタービン冷却翼を提供する事を目的としている。

#### (発明の構成)

#### (問題点を解決するための手段)

本発明に係るガスタービンの翼は、翼本体と翼本体内で前縁部から翼の上下方向に蛇行しながら翼中間部に向う第1の流路と後縁部に設けられた第2の流路より構成される。第1の冷却流路中には上下方向に伸びるフィンが設けてあり、この流路は翼先端内を後縁方向に向い後縁から外部に冷却流体を流出する流路に通じている。

#### (作用)

流体は、翼の上下方向に配置されたリブ壁3によって形成される蛇行流路4に流入する。流入した冷却流体は、翼前縁内壁を冷却しながら上方向に流れ、翼先端に設けられたリターン部11によって流れ方向を180°転換し、下方向に流れる。下方向の流路中には、流路12に沿った方向にフィン13を設けてある。このフィン13の影響により、流路12の断面積は減少し、伝熱面積は拡大するため冷却効果は促進される。また、この流路12から翼の背側外表面に向ってフィルム冷却孔5が高さ方向に2列複数個設けられており、冷却流体の1部が翼外に流出し、翼面をフィルム冷却する。残った流体は翼部1の下端に設けられたリターン部14によって、流れ方向をさらに180°転換し上方向に流れる。この上方向流路15にも同様なフィン13が設けられており、同様の効果がある。翼先端に達した冷却流体は、翼先端内壁16と第2の流路上端壁17で構成される先端部冷却流路18を通して先端近傍を冷却して翼外に流出される。

一方、第2の流路10に流入した冷却流体は、上方向に流れながら隔壁6に複数個設けられたオリフィス孔7より順次後縁方向に流れ出す。またこの流路19から翼の腹側外表面に向ってフィルム冷却孔20が高さ方向に複数個設けられており、冷却流体が翼外に流出し、翼面をフィルム冷却する。さらに後縁方向に流れを変えた冷却流体は、ピンフィン部8を介して翼外に流出する。したがって後縁部には冷たい冷却流体が供給されるため対流効果は良くなり、さらにフィルムによる冷却効果も上昇する。

なお、本発明は上記実施例に限定されるものではない。流路中に設ける流れ方向に沿うフィン形状を、第3図のように複数列にする事も可能である。また第4図、および第5図のように流路全域にわたるのではなく途中までとする事も可能である。このようにフィンの形状を変える事により、任意に対流効果を調整できる。

#### 〔発明の効果〕

以上述べたように、本発明によれば冷却流体を

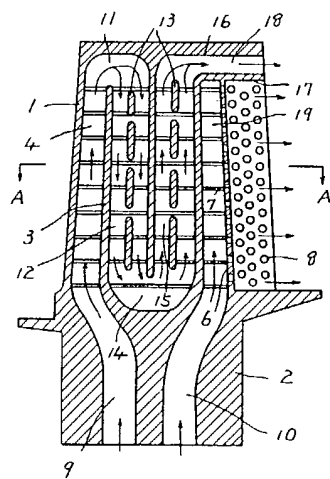
効率的に用いることができ、冷却性能の優れたガスタービン冷却翼を提供できる。

#### 4. 図面の簡単な説明

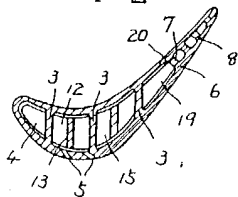
第1図は本発明の一実施例に係る翼を翼形状に沿って切断した縦断面図、第2図は同翼を第1図におけるA-A線に沿って切断し矢印方向に見た図、第3図乃至第5図は本発明の別の実施例に係る翼の要部を局部的に示す断面図、第6図は従来例に係る翼を翼形状に沿って切断した縦断面図、第7図は同翼を第6図におけるA-A線に沿って切断し、矢印方向に見た図、第8図は翼各部の熱伝達率を説明するための図である。

1…翼部、2…根元部、4…蛇行流路、9…第1の冷却流路、10…第2の冷却流路、13…冷却フィン、18…先端部冷却流路。

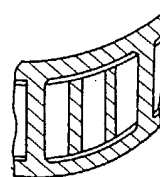
代理人弁理士 則 近 憲 佑  
同 松 山 允 之



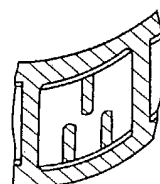
第 1 図



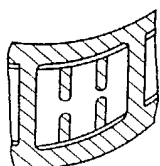
第 2 図



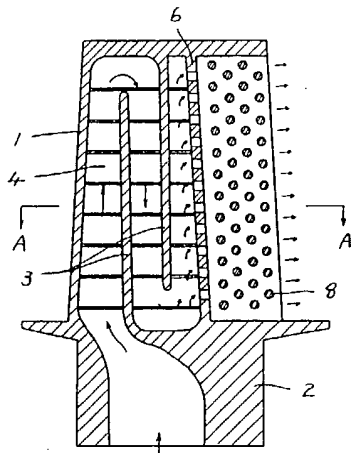
第 3 図



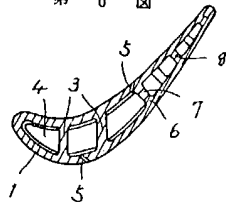
第 4 図



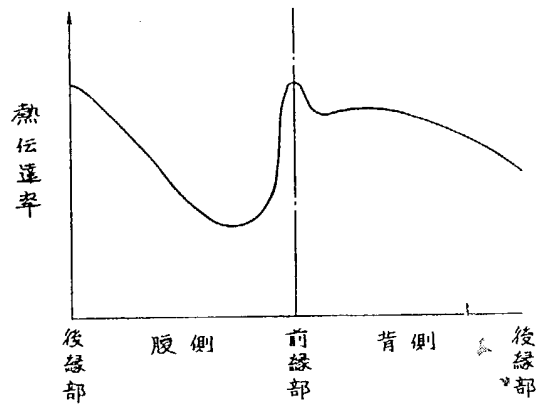
第 5 図



第 6 図



第 7 図



第 8 図